

Seminário Internacional de VANT - 2010

SIVANT 2010

27 a 29 de outubro de 2010

São José dos Campos - SP



Realização



**Organização Brasileira
para o Desenvolvimento
da Certificação Aeronáutica**

Apoio



Patrocínio





INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

PROJETO

AERONAVE NÃO-TRIPULADA AUTÔNOMA PARA INSPEÇÃO DE LINHAS DE TRANSMISSÃO

CHESF – CESAR – ITA

Projeto de P&D – CHESF / ANEEL

Prazo de Execução: 30 meses

2010 - 2012



Instituições Partícipes

Aplicação

CHESF - COMPANHIA HIDRO ELÉTRICA DO SÃO FRANCISCO

Execução, Gestão Financeira e Administrativa

CESAR - CENTRO DE ESTUDOS E SISTEMAS AVANÇADOS DO RECIFE

Coordenação e Execução

ITA - INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

Gestão Financeira e Administrativa

FCMF - FUNDAÇÃO CASIMIRO MONTENEGRO FILHO



Histórico

2004 - 2006 - Projeto FINEP – CESAR / ITA / FCMF / CHESF

2007 - 2009 - Negociações / Viabilização do Projeto ANEEL

2010 - 2012 - Execução do Projeto - ITA / FCMF / CESAR / CHESF



Inspeção de Linhas de Transmissão

- **Procedimento de exame técnico para verificar:**
 - A linha de transmissão;
 - Componentes e
 - Entorno.
- **Objetivo da Inspeção:**
 - Detectar defeitos ou anomalias que estejam comprometendo ou venham a comprometer a operação ou a vida útil da linha, e a segurança de pessoas.
- **Tipos de Inspeção:**
 - Minuciosa;
 - Expedita;
 - **Aérea** (entre outras).



Inspeção Aérea

- **Espectro Visível**
 - Tipicamente voltada para a detecção de defeitos do tipo:
 - Quebra de isoladores;
 - Invasão de faixa;
 - Queimadas e
 - Rompimento de cabos.
- **Espectro Infravermelho**
 - Inspeção termográfica para detecção de pontos quentes em:
 - Emendas;
 - Isoladores etc.



Justificativas

- **Disponibilidade do serviço**
- **Manutenção preditiva**
- **Substituição de helicópteros tripulados**
 - Alto custo de operação
 - Alto custo de mobilização para inspeções não planejadas
 - Baixa flexibilidade para emergências noturnas
 - Alto impacto (imagem e lucratividade) em caso de acidentes
- **Contribuições nas áreas de**
 - Qualidade de energia
 - Eficiência energética



Objetivo Geral

Projeto, construção, integração e testes de um veículo aéreo não-tripulado semi-autônomo para inspeção de linhas de transmissão para detecção, localização e caracterização defeitos.



Metodologia

- **Inovação**
- **Abordagem experimental**
- **Soluções pragmáticas**
- **Fundamentação teórica**
- **Redução de riscos**
- **Modelos de Desenvolvimento**
 - Plataforma aérea prova de conceito – ALFA
 - Plataforma aérea aprimorada - BETA
 - Protótipo para integração de sistemas – DELTA I
 - Protótipo para prova de conceito da missão – DELTA II
 - Plataforma de asas rotativas – GAMA
 - Possivelmente outros....



Metas do Projeto

- 1. Plataforma Aérea de Asa Fixa**
- 2. Guiamento e Controle da Plataforma Aérea de Asa Fixa e Integração de Sistemas**
- 3. Sistema de Apontamento e Imageamento Embarcado**
- 4. Plataforma Aérea de Asa Rotativa**



Meta 1 – Plataforma Aérea de Asa Fixa

AERONAVE ALFA

Prova de Conceito Aeronáutico



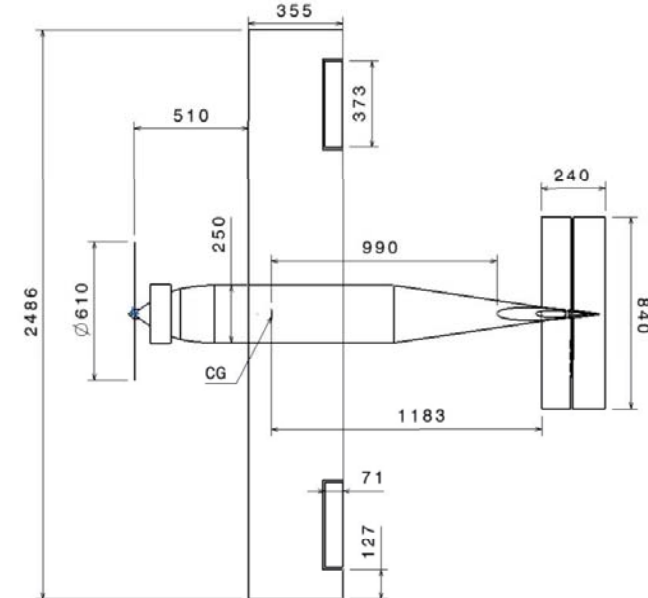
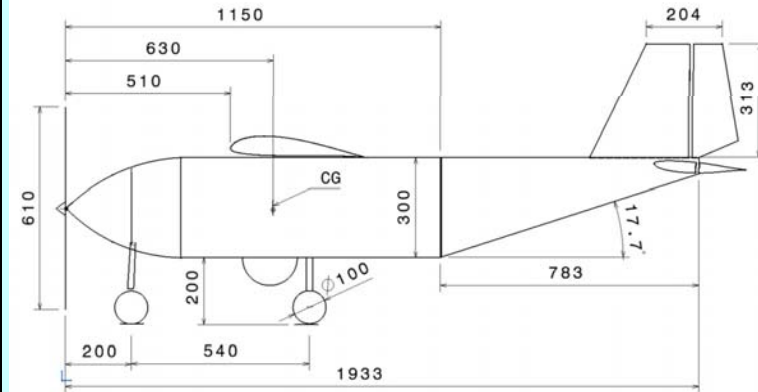
Aeronave Alfa – características gerais

- 1. Aeronave de pequeno porte**
- 2. Tempo de desenvolvimento reduzido**
- 3. Baixo custo**
- 4. Raio de ação máximo 10 km**
- 5. Velocidade padrão 80 km/h**
- 6. Distância da linha de transmissão 60 m**
- 7. Redução de efeitos das rajadas de vento**
- 8. Validação de conceitos teóricos aplicáveis a aeronaves grandes e de velocidades superiores**



INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

Elemento	Parâmetro Geométrico	Valor	Unid.
Asa	Área (S)	0,883	m ²
	Envergadura (BW)	2,486	m
	Corda (CW)	0,355	m
	Início do aileron, relativo à envergadura	60	%
	Final do aileron, relativo à envergadura	90	%
	Relação entre as cordas do aileron e asa	20	%
	Envergadura de cada aileron (BA)	0,373	m
	Corda do aileron (CA)	0,071	m
	Posição do bordo de ataque da asa	0,510	m
	Ângulo de incidência da asa na fusel. (Iw)		Graus
Empenagem Horizontal	Área (Sh)	0,202	m ²
	Distância entre o CG e o BA da emp. hor.	1,183	m
	Envergadura (Bh)	0,840	m
	Corda (Ch)	0,240	m
	Envergadura do profundor (Bp)	0,840	m
	Corda do profundor (Cp)	0,120	m
	Relação entre as cordas Cp/Ch	50	%
	Ângulo de incidência da empenagem (Ih)		Graus
Empenagem Vertical	Área (Sv)	0,098	m ²
	Distância entre o CG e o BA da emp. vert.	0,990	m
	Envergadura (Bv)	0,313	m
	Corda na raiz (Crv)	0,422	m
	Corda na ponta (Crv)	0,204	m
	Enflechamento do bordo de ataque	26	graus
	Envergadura do leme (Bl)	0,313	m
	Corda média do leme (Cl)	0,094	m
	Relação entre as cordas Cl/Cv	30	%
	Ângulo de incidência da empenagem (Iv)	0,0	Graus
Fuselagem	Comprimento (Lf)	2,055	m
	Altura máxima (Hf)	0,300	m
	Largura máxima (Bf)	0,250	m
	Comprimento do cone de cauda (Lc)	0,905	m
Motor	Potência Requerida (Tração x Velocidade)	2,65	Hp





INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



A experiência adquirida no desenvolvimento da aeronave ALFA será usada na manufatura da aeronave Beta



INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



Cabo de aço ligado a um
dinamômetro

Ensaio p/ determinar o torque que o motor
Transmite p/ a aeronave



← Ensaio p/ determinar a tração estática

Nota: As montagens e os procedimentos
experimentais desenvolvidos serão usados
para testes semelhantes da aeronave Beta



Aeronave ALFA – Aprimoramento do projeto

Nova configuração para a bequilha

Configuração original



Configuração # 1





Aeronave ALFA – Aprimoramento do projeto

Nova configuração para a bequilha

Configuração # 2



Configuração # 3





Aeronave ALFA – Aprimoramento do projeto

Nova roda com superfície de borracha

Elementos de borracha da nova roda



Elementos metálicos



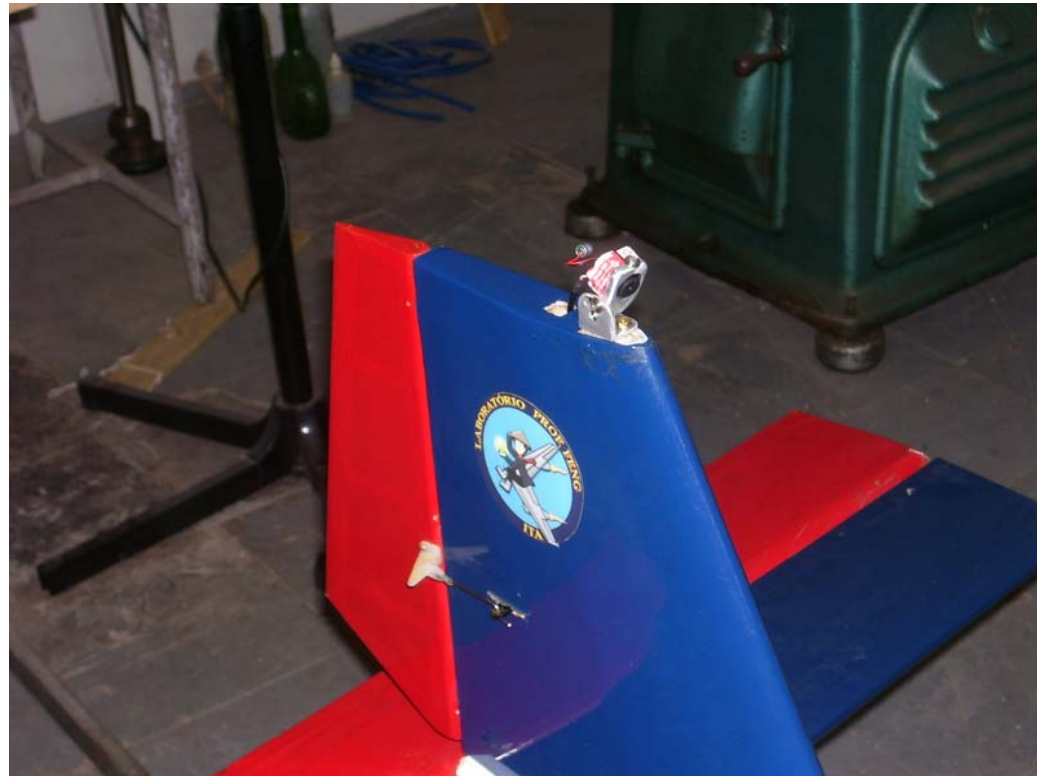
nova roda montada





Aeronave ALFA – Aprimoramento do projeto

Medida da Velocidade de Stall





Aeronave ALFA – Aprimoramento do projeto

Simulador de Voo

- Objetivo de possibilitar que o piloto voe o modelo da aeronave e ganhe experiência de pilotagem antes mesmo do voo real.
- Piloto tem a oportunidade de se familiarizar com a dinâmica da aeronave, incluindo a sua resposta aos controles de vôo.

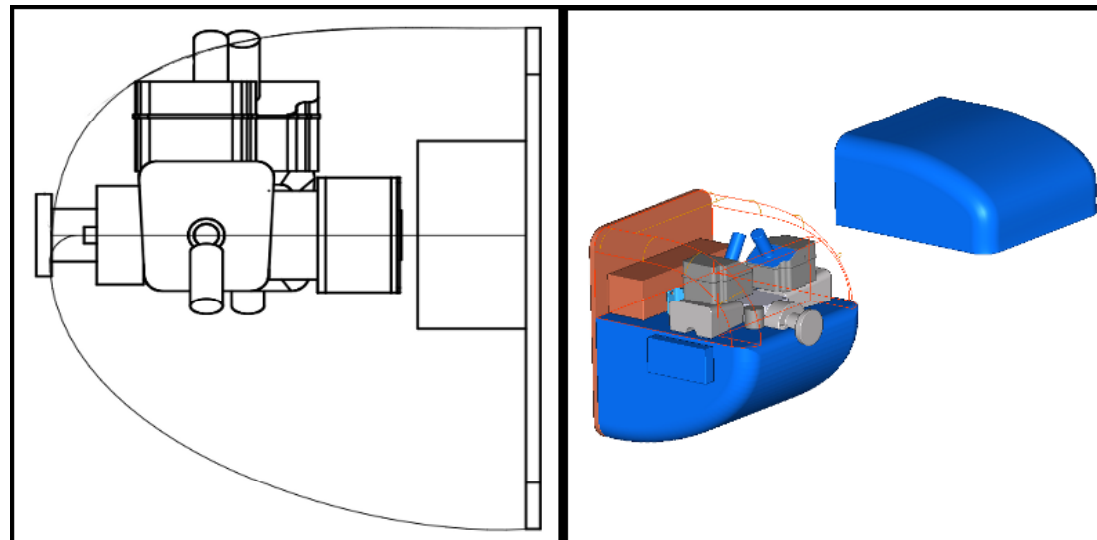
NOTA: Este simulador de vôo também será aplicado a aeronave Beta, assim como será muito útil no treinamento dos futuros pilotos, operadores da aeronave quando a mesma estiver em serviço na Chesf



Aeronave ALFA – Aprimoramento do projeto

Desenvolvimento de carenagem do motor

1. Proteger a entrada de ar do carburador, evitando assim qualquer possibilidade de instabilização da injeção de combustível.
2. Diminuir o arrasto aerodinâmico da aeronave
3. Aumentar a tração efetiva, reduzindo a interferência da fuselagem no fluxo de ar gerado pela hélice.





Meta 1 – Plataforma Aérea de Asa Fixa

AERONAVE BETA

Aeronave Aprimorada



Aeronave Beta – Análise da Configuração

Configuração A: aeronave “pusher” caracterizada por ter dois “booms” fixados as asas e com duas empenagens verticais fixadas na outra extremidade.

Configuração B: aeronave com motor na frente, asa alta, empenagem convencional, escolhida.



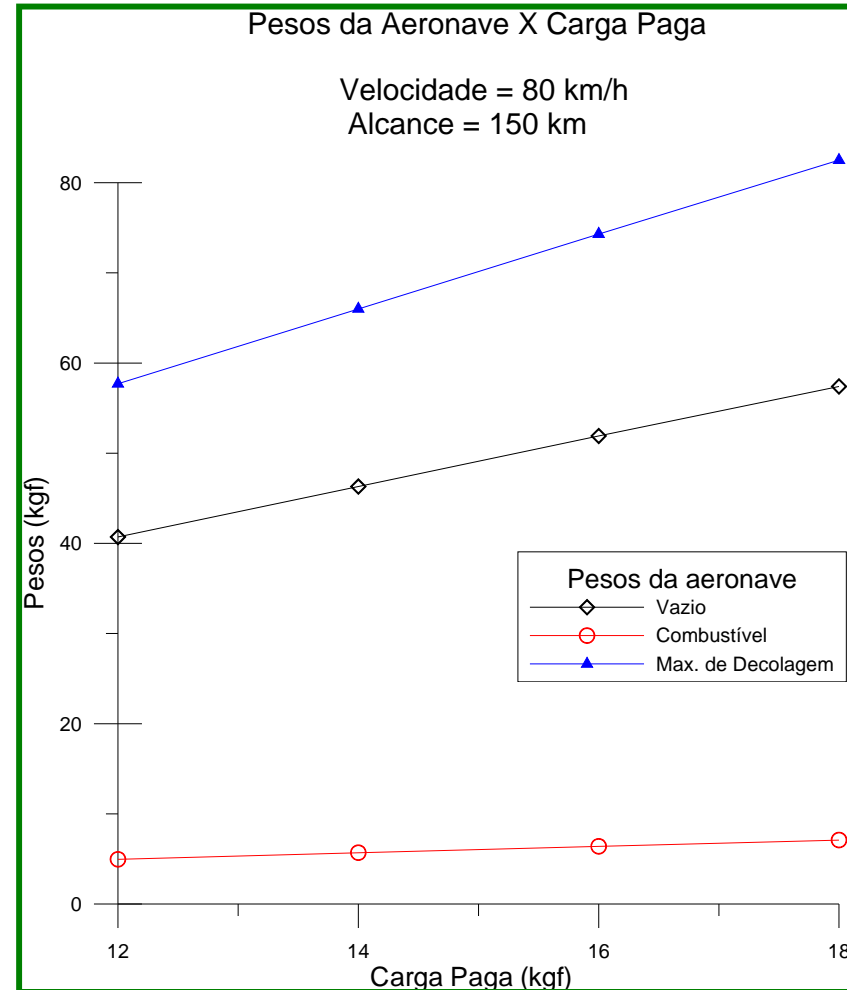
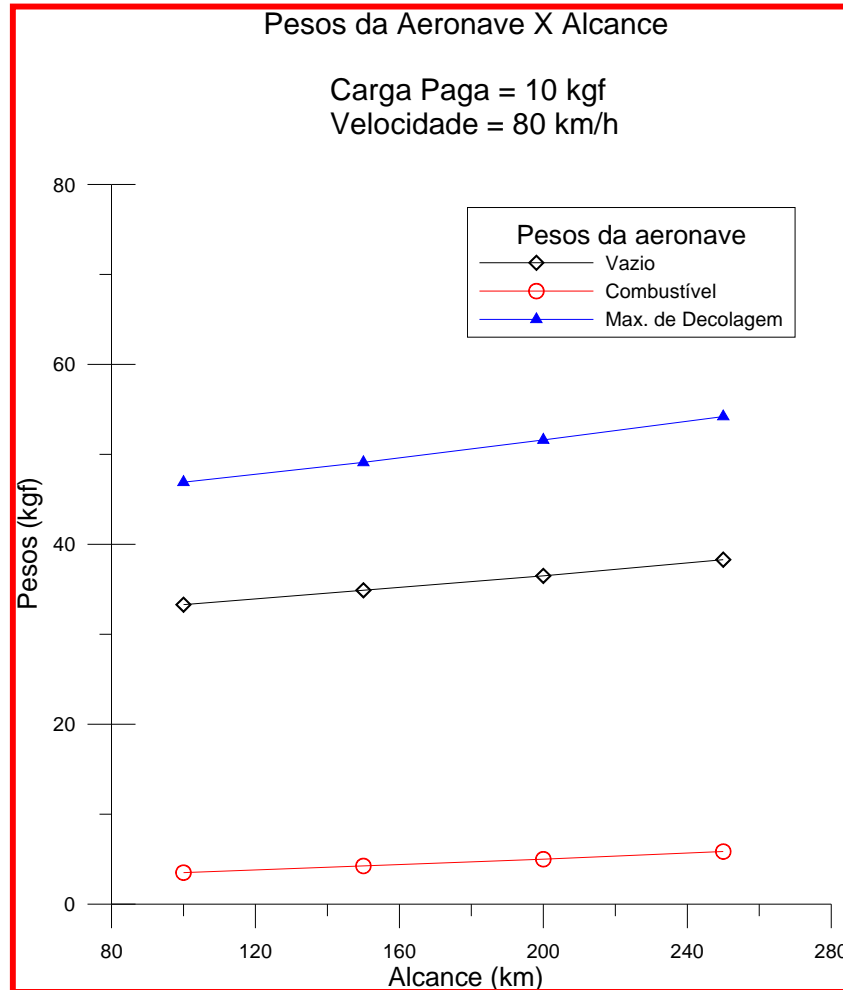
(a) “pusher”



(b) convencional



Pesos da Aeronave: Análise de Sensibilidade



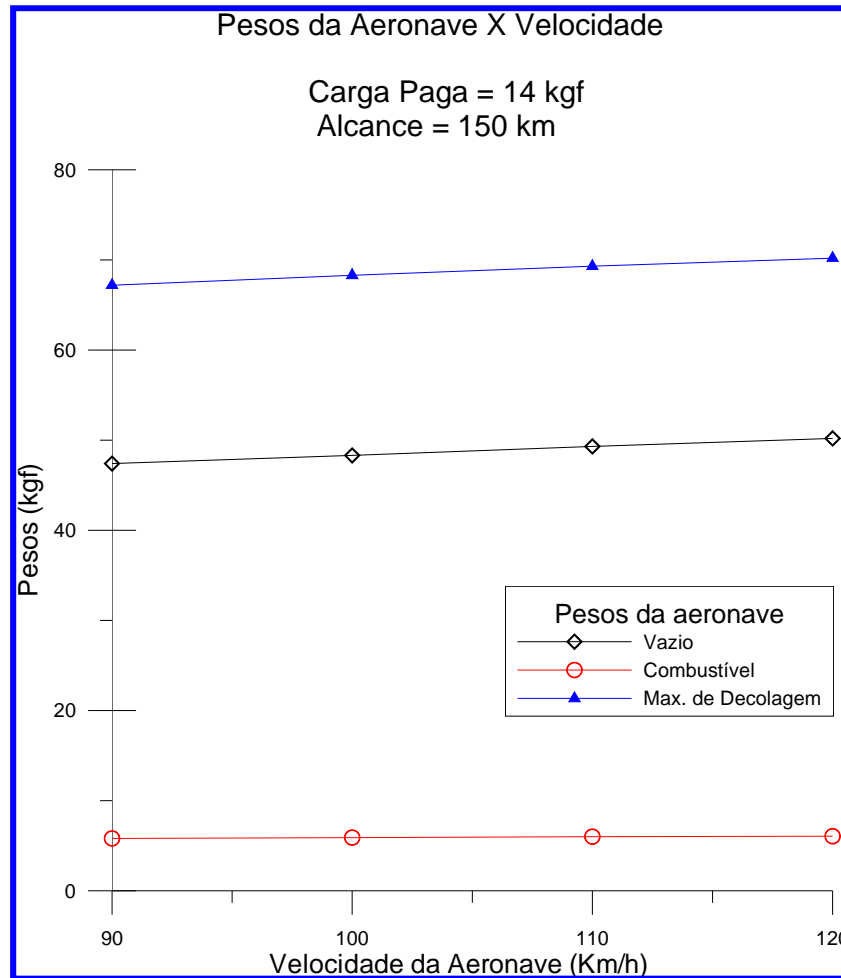
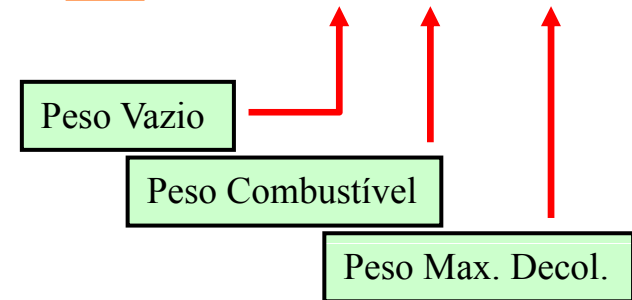


Tabela: Resultados da estimativa de peso da aeronave.
Análise paramétrica

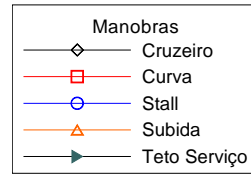
Teste #	Alcance (km)	L/D	V (km/h)	Wpl (Kgf)	We (Kgf)	Wf (Kgf)	W0 (Kgf)
1	100	13	80	10	33,3	3,51	46,9
2	150	13	80	10	34,9	4,25	49,1
3	200	13	80	10	36,5	5,0	51,6
4	250	13	80	10	38,3	5,85	54,2
5	150	13	80	12	40,7	4,96	57,7
6	150	13	80	14	46,3	5,7	66,0
7	150	13	80	16	51,9	6,4	74,3
8	150	13	80	18	57,4	7,1	82,5
9	150	11	80	14	47,5	6,2	67,8
10	150	15	80	14	45,5	5,3	64,9
11	150	13	90	14	47,4	5,8	67,2
12	150	13	100	14	48,3	5,9	68,3
13	150	13	110	14	49,3	6,0	69,3
14	150	13	120	14	50,2	6,05	70,2



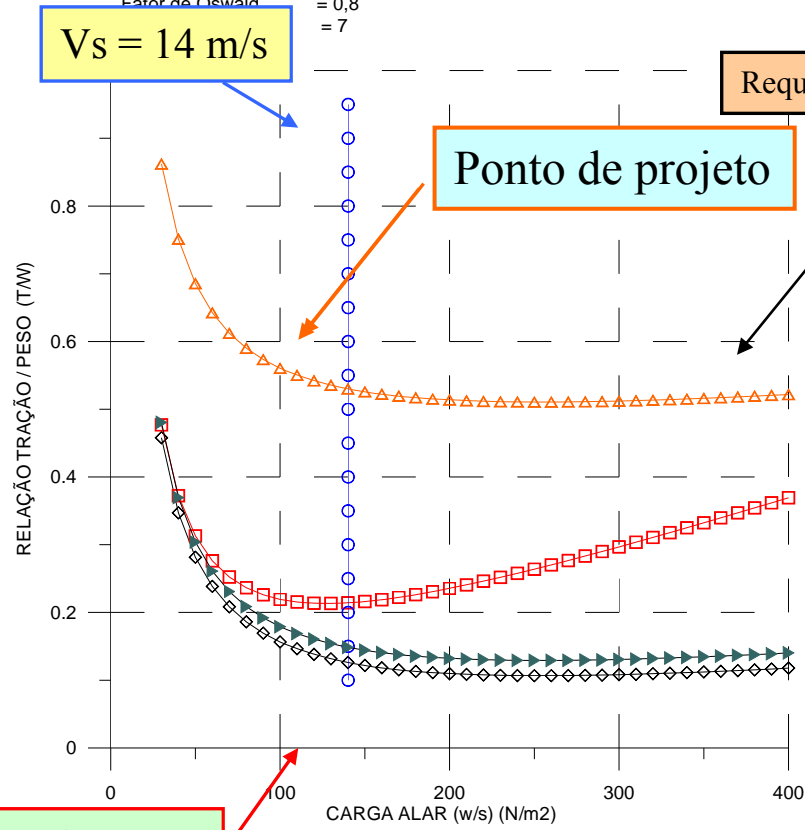
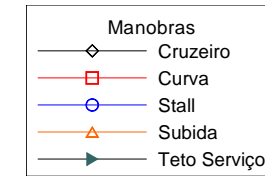


Relação Tração / Peso (T/W) Versus Carga Alar (W/S)

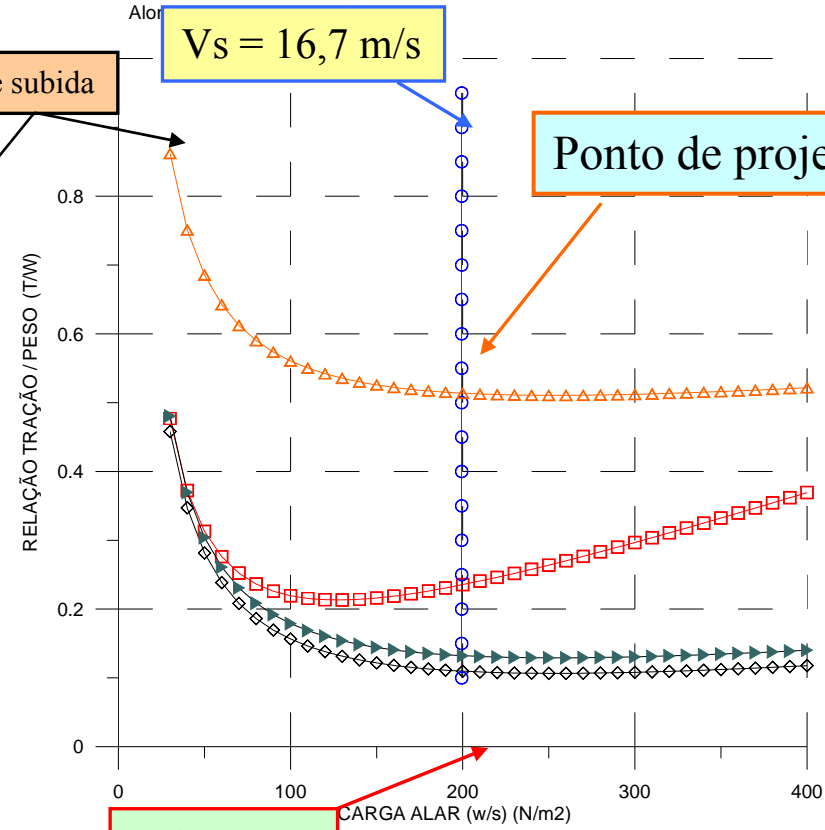
Dados de entrada relativos aos resultados:
 CLmax = 1,3
 Ro = 1,1
 Velocidade = 22,2 m/s
 Veloc. Stall = 14 m/s
 Fator de carga = 2.
 Angulo de subida = 22 graus
 Coef. Arrasto parasita = 0,050
 Fator de Oswald = 0,8
 = 7



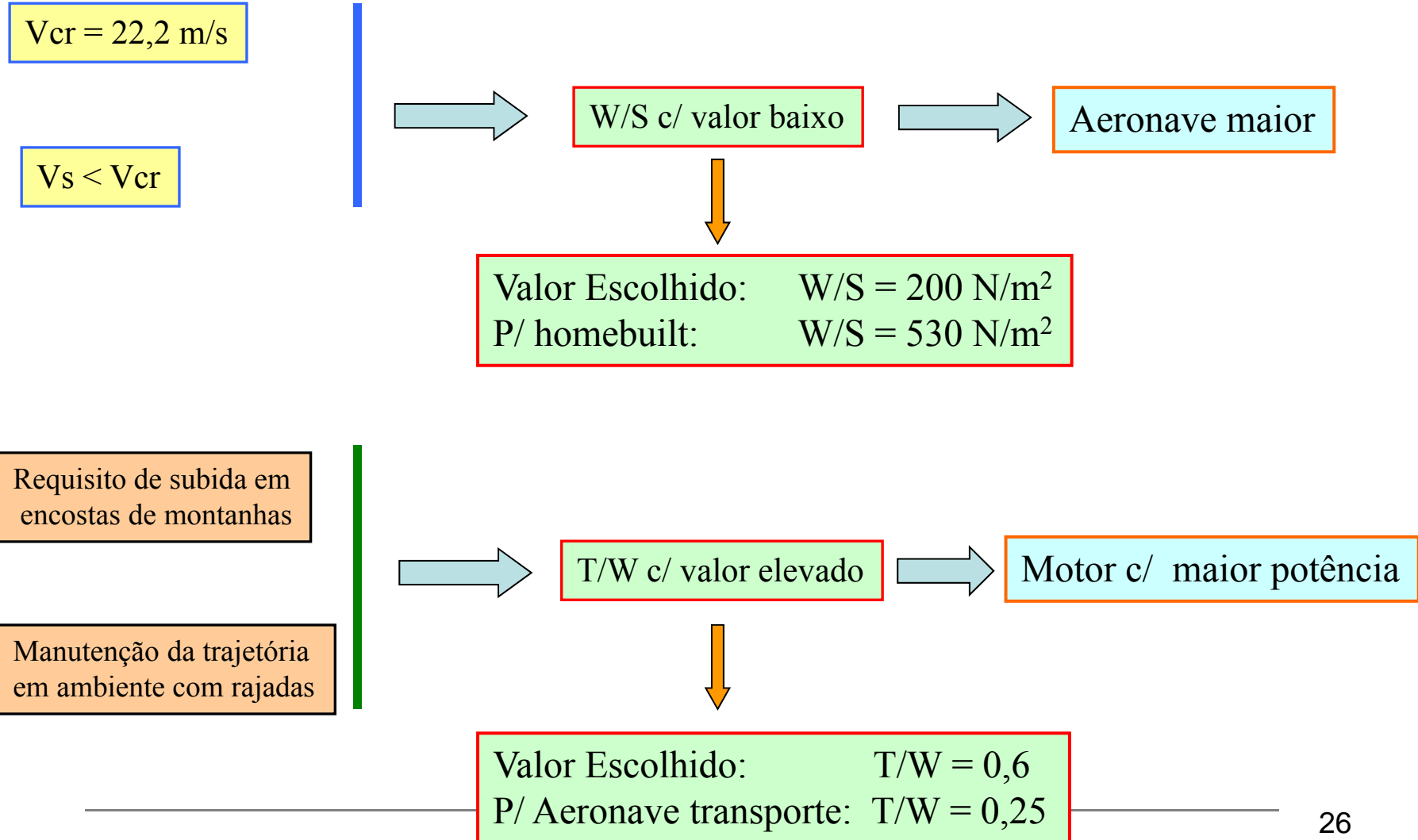
Dados de entrada relativos aos resultados:
 CLmax = 1,3
 Ro = 1,1
 Velocidade = 22,2 m/s
 Veloc. Stall = 16,7 m/s
 Fator de carga = 2.
 Angulo de subida = 22 graus
 Coef. Arrasto parasita = 0,050
 Fator de Oswald = 0,8
 Alor



W/S = 140



W/S = 200





COEF. DE SUSTENTAÇÃO	0,52	0,59	0,66	0,74	0,81	0,89
CARGA ALAR [N/M2]	140	160	180	200	220	240
Vel. Stall [km/h] ($CL_{max}=1,3$)	50,3	53,9	57,1	60,2	63,2	66,0
Vel. Stall [km/h] ($CL_{max}=1,1$)	54,8	58,5	62,1	65,5	68,7	71,7
DIMENSÕES DA ASA:						
ÁREA [M2]	3.504	3.066	2.725	2.453	2.230	2.044
EMVERGADURA [M]	4.952	4.632	4.367	4.143	3.951	3.782
CORDA NA RAIZ [M]	.94	.88	.83	.79	.75	.72
CORDA NA PONTA [M]	.47	.44	.42	.39	.38	.36
CORDA NA MÉDIA [M]	.71	.66	.62	.59	.56	.54
NUMERO DE REYNOLDS	.96E+06	.90E+06	.85E+06	.80E+06	.77E+06	.73E+06
DIMENS. DA EMP. HORIZ						
ÁREA [M2]	.801	.701	.623	.561	.510	.467
EMVERGADURA [M]	1.790	1.674	1.578	1.497	1.428	1.367
CORDA NA RAIZ [M]	.60	.56	.53	.50	.48	.46
CORDA NA PONTA [M]	.30	.28	.26	.25	.24	.23
CORDA NA MÉDIA [M]	.45	.42	.39	.37	.36	.34
NUMERO DE REYNOLDS	.61E+06	.57E+06	.54E+06	.51E+06	.48E+06	.46E+06
DIMENS. DA EMP. VERT.						
ÁREA [M2]	.384	.336	.298	.269	.244	.224
EMVERGADURA [M]	.619	.579	.546	.518	.494	.473
CORDA NA RAIZ [M]	.87	.82	.77	.73	.70	.67
CORDA NA PONTA [M]	.36	.34	.32	.30	.29	.28
CORDA NA MÉDIA [M]	.62	.58	.55	.52	.49	.47
NUMERO DE REYNOLDS	.84E+06	.79E+06	.74E+06	.70E+06	.67E+06	.64E+06
AFILAMENTO	.42	.42	.42	.42	.42	.42
GRUPO MOTO - PROP:						
TRAÇÃO [N]	294.30	294.30	294.30	294.30	294.30	294.30
POTENCIA DE EIXO [HP]	10.97	10.97	10.97	10.97	10.97	10.97

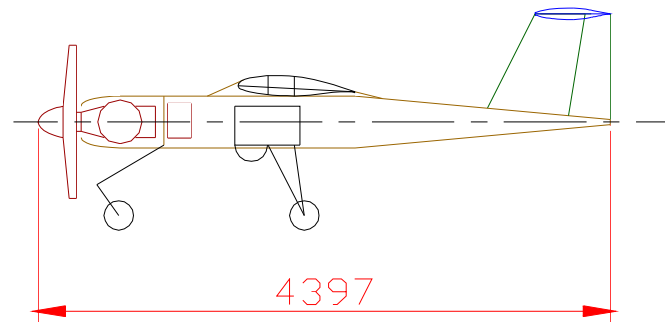
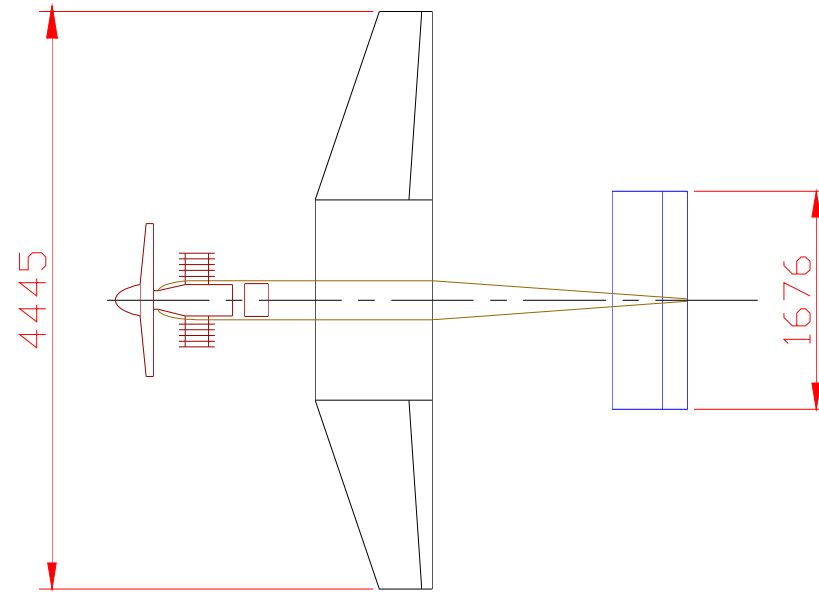


Dimensionamento inicial da aeronave

1. Carga paga especificada em 10 kgf
2. Estimado o peso do para-quedas em 3 kgf
3. Alcance fixado em 100 km



INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA





**Meta 2 – Guiamento e Controle da Plataforma Aérea de Asa Fixa e
Integração de Sistemas**

AERONAVE DELTA I

Integração de Sistemas



Aeronave Delta I

- Foram realizados testes da aviônica de guiamento e controle usando aeromodelo com o objetivo de validar a solução adotada.
- Os testes com alcance reduzido (3 km) foram realizados com sucesso.



INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

Aeronave Delta I – Características

- Envergadura: 1,83 m
- Comprimento: 1,37 m
- Peso: 3,4 kg
- Motor: 10cc
- Baia de aviônica muito pequena, difícil acomodação dos equipamentos
- Baixa capacidade para transportar carga útil (câmeras)
- Autonomia de 20 minutos de voo





Aeronave Delta I – Software da Estação de Controle em Solo

Plano de vôo

Configurações da aeronave

Mapa ou foto da região do vôo

Controles extras

Velocidade do ar

Horizonte artificial

Altitude





INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

Aeronave Delta I – Estação de controle em solo

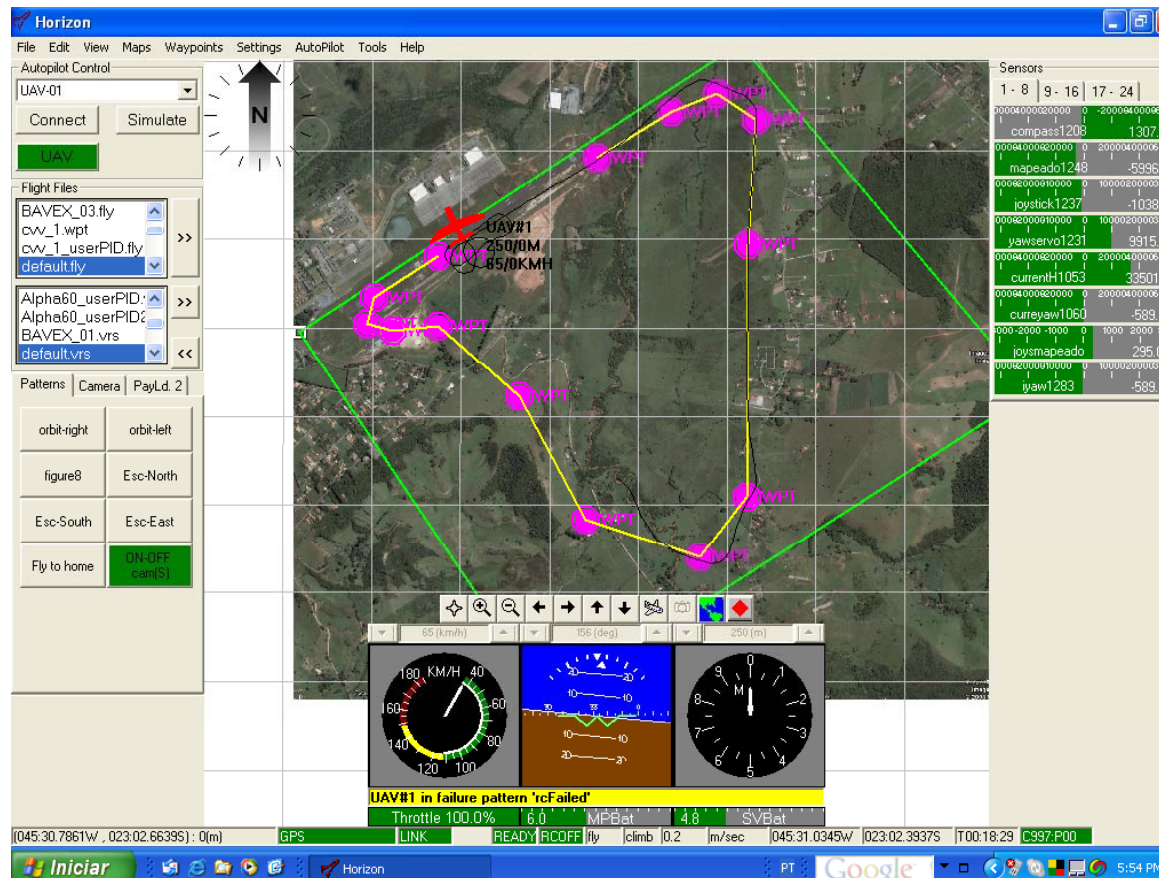




INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

Aeronave Delta I – Software de gerenciamento de missão

- Mapa da região
- Ajuste em vôo dos ganhos das malhas de controle
- 1000 waypoints





Estudo da Confiabilidade do Segmento Aéreo

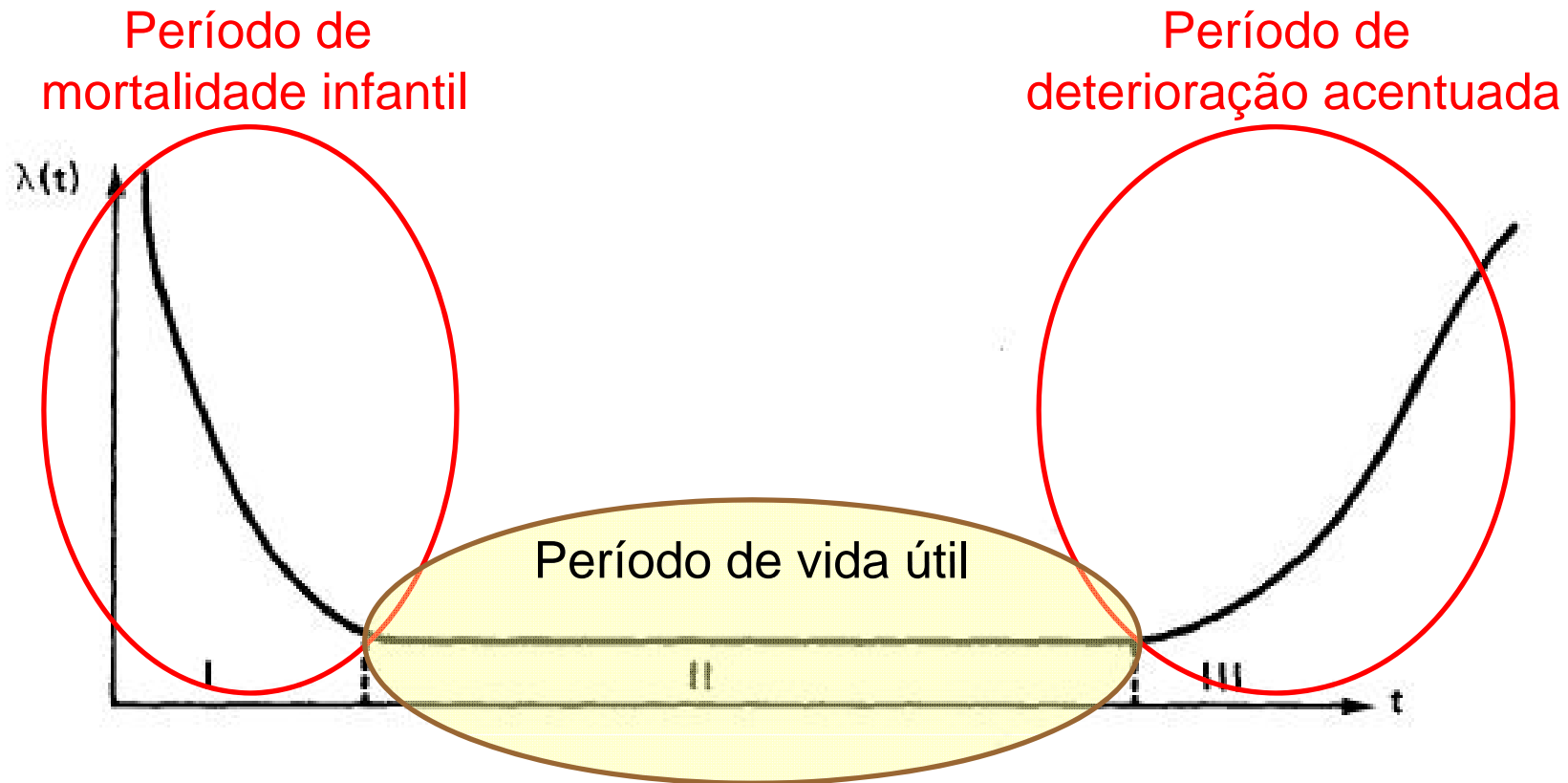
Aumentar a confiabilidade do sistema de controle eletrônico de voo embarcado em um VANT por meio da implementação de redundâncias de baixo custo para que o piloto em solo controle o VANT com mais segurança nas seguintes fases de voo:

- decolagem/subida,
- aproximação/pouso.



Curva da banheira

Comportamento típico para componentes eletrônicos:





Distribuição de probabilidade de falha exponencial:

Representa o comportamento de um componente eletrônico operando na região de taxa de falhas λ constante.

$$\lambda(t) = \lambda$$

Portanto:

$$R(t) = e^{-\lambda t}$$

$$F(t) = 1 - R(t)$$

$$MTTF = \frac{1}{\lambda}$$

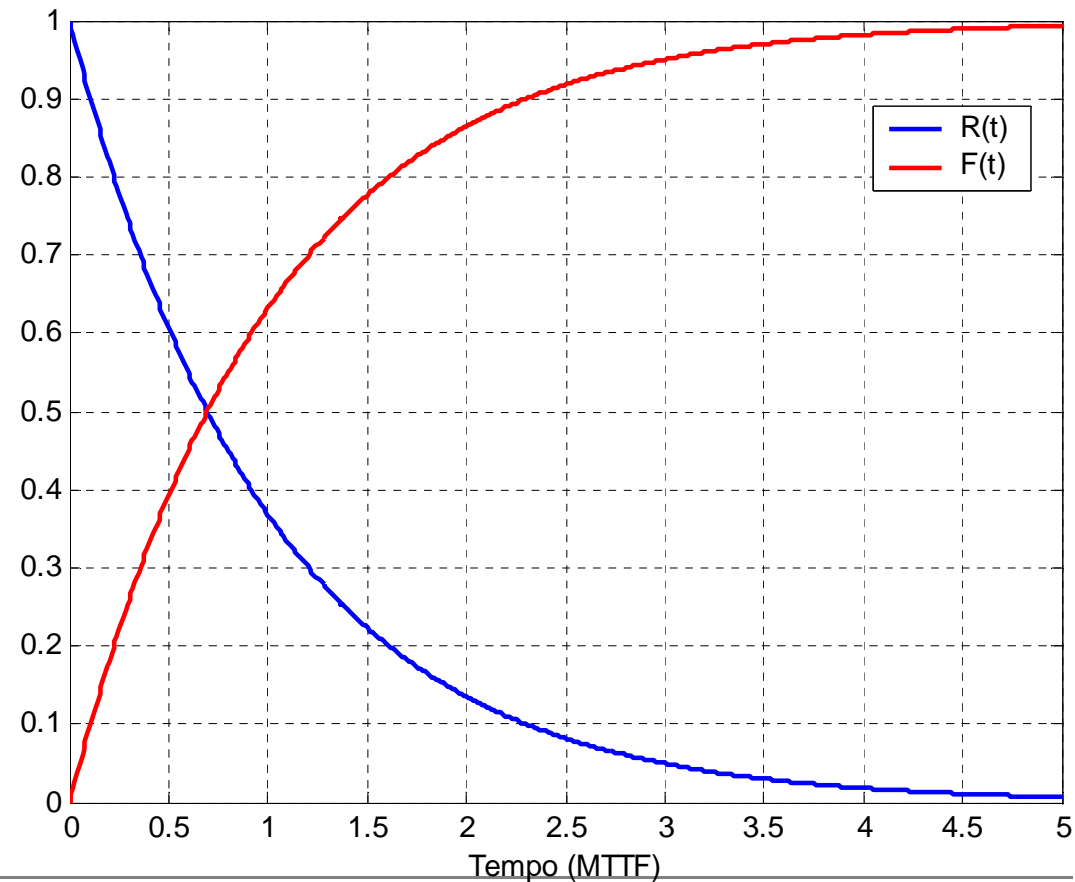
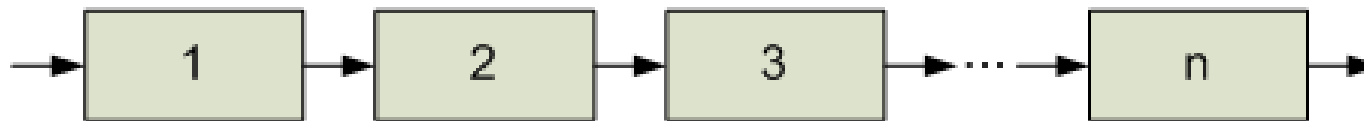




Diagrama de Blocos de Confiabilidade:

Sistemas em série (do ponto de vista da confiabilidade):



$$R_S(t) = \prod_{i=1}^n R_i(t),$$

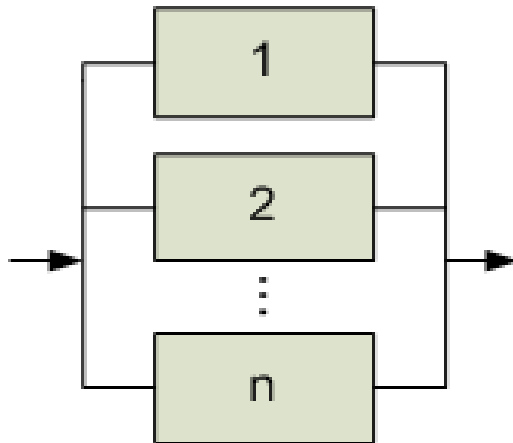
$$\lambda_S = \sum_{i=1}^n \lambda_i,$$

$$\frac{1}{MTTF_S} = \sum_{i=1}^n \frac{1}{MTTF_i}$$



Diagrama de Blocos de Confiabilidade:

Sistemas em paralelo (do ponto de vista da confiabilidade):



$$R_S(t) = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - R_i(t))$$

Para componentes iguais:

$$MTTF_S = MTTF \left(1 + \frac{1}{2} + \frac{1}{3} + \dots + \frac{1}{n} \right)$$



Exemplo de predição da taxa de falha do diodo 1N4448W

(MIL-HDBK-217F: banco de dados de taxa de falhas de componentes eletrônicos e de fatores de ajuste)

$$\lambda_p = \lambda_b \pi_T \pi_S \pi_C \pi_Q \pi_E [Falhas / 10^6 \text{ horas}]$$

$$\lambda_b = 0,0010 [Falhas/10^6 \text{ horas}]$$

$$\pi_T = \exp \left[-3091 \left(\frac{1}{T_J + 273} - \frac{1}{298} \right) \right] = 1,19$$

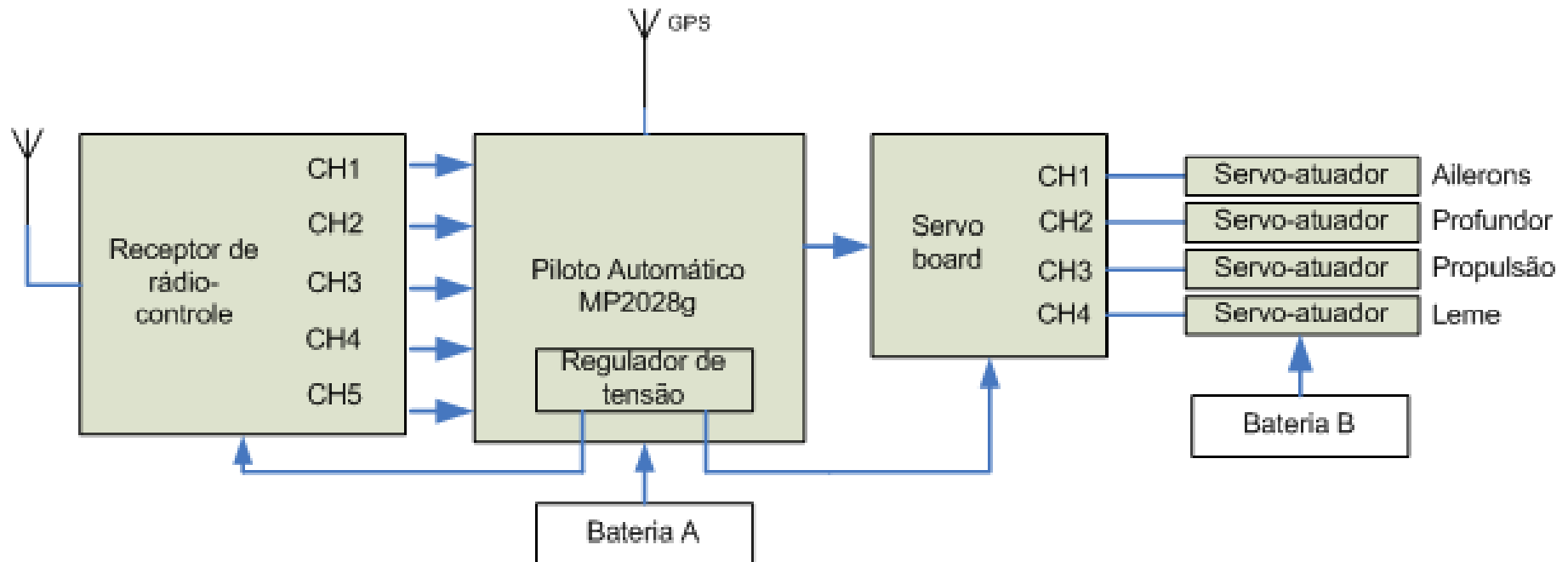
$$\pi_S = 0,42 \quad \pi_C = 1,0 \quad \pi_Q = 5,5 \quad \pi_E = 13 \quad T_J = 30^\circ\text{C}$$

$$\lambda_p = 0,0010 \times 10^{-6} \times 1,19 \times 0,42 \times 1,0 \times 5,5 \times 13 = 0,0357 [Falhas / 10^6 \text{ horas}]$$





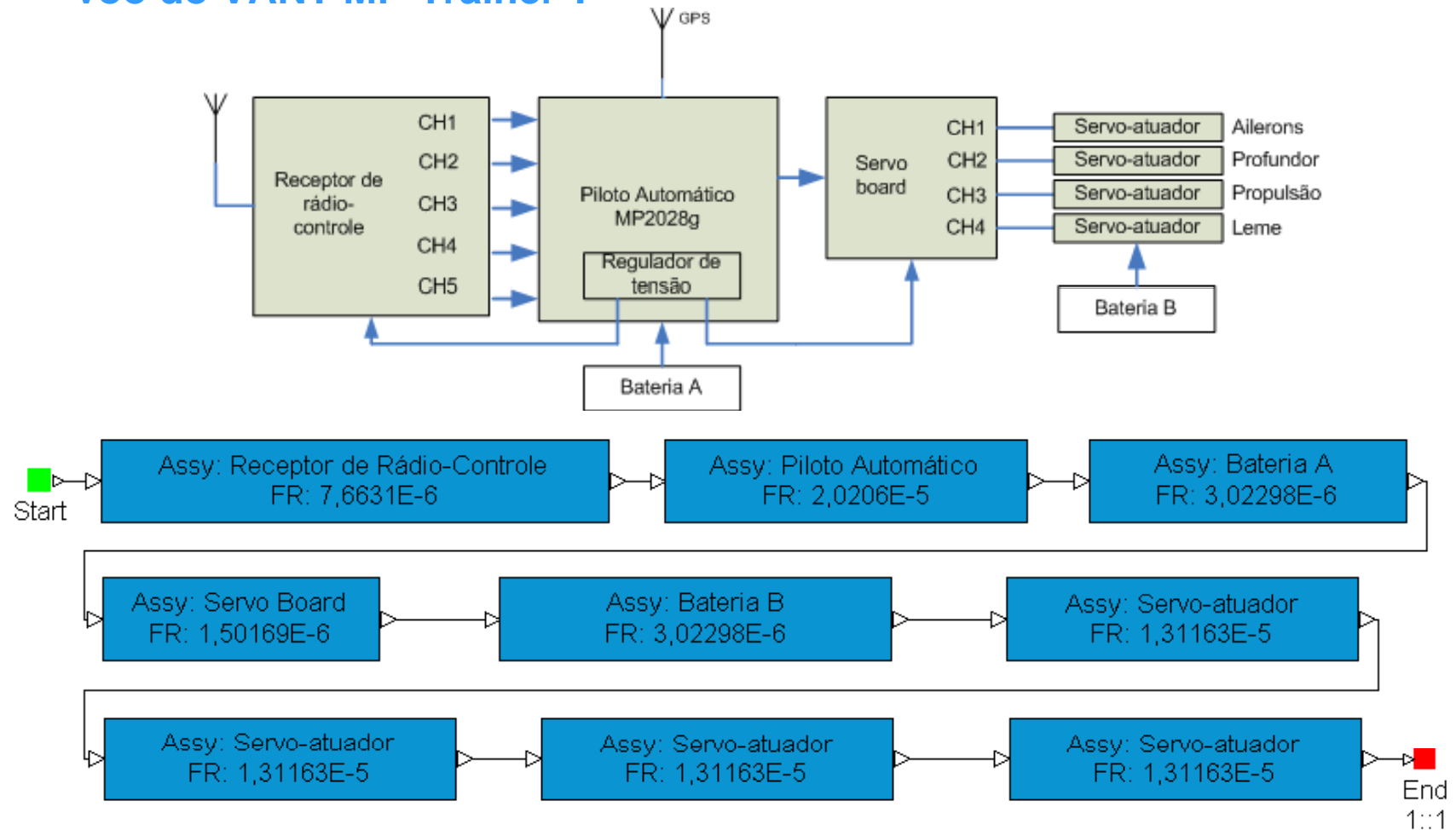
Diagrama de blocos do sistema de piloto automático do VANT MP-Trainer⁹





INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

Predição da taxa de falha da arquitetura original do controle eletrônico de voo do VANT MP-Trainer⁹:





Predição da taxa de falha da arquitetura original do controle eletrônico de voo do VANT MP-Trainer⁹

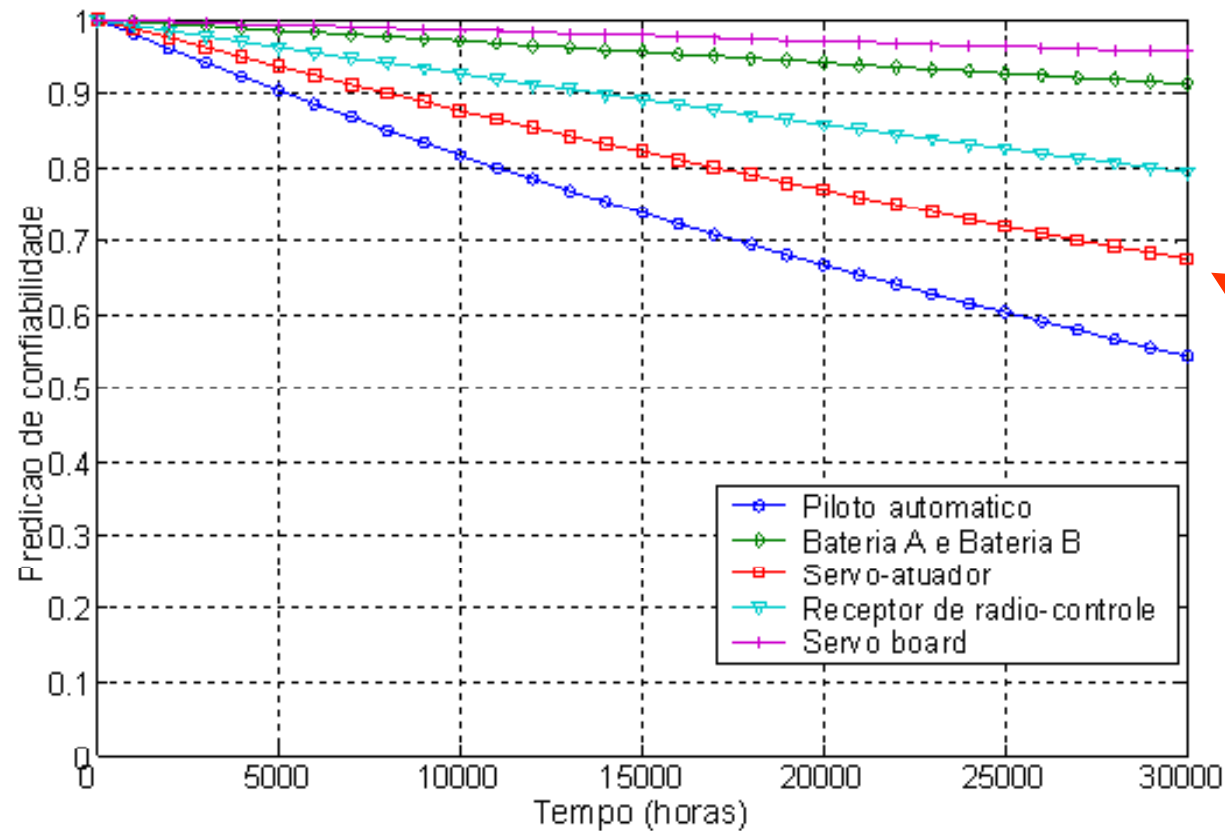
Subsistema	Predição da taxa de falhas (falhas/10⁶ horas)
Piloto automático	20,21
<i>Servo board</i>	1,50
Receptor de rádio-controle	7,66
4 x Servo-atuadores	52,47
Bateria A	3,02
Bateria B	3,02
Total	87,88

MTTF: 11.379 horas



Identificação de falhas críticas no sistema de controle eletrônico de voo do VANT MP-Trainer⁹

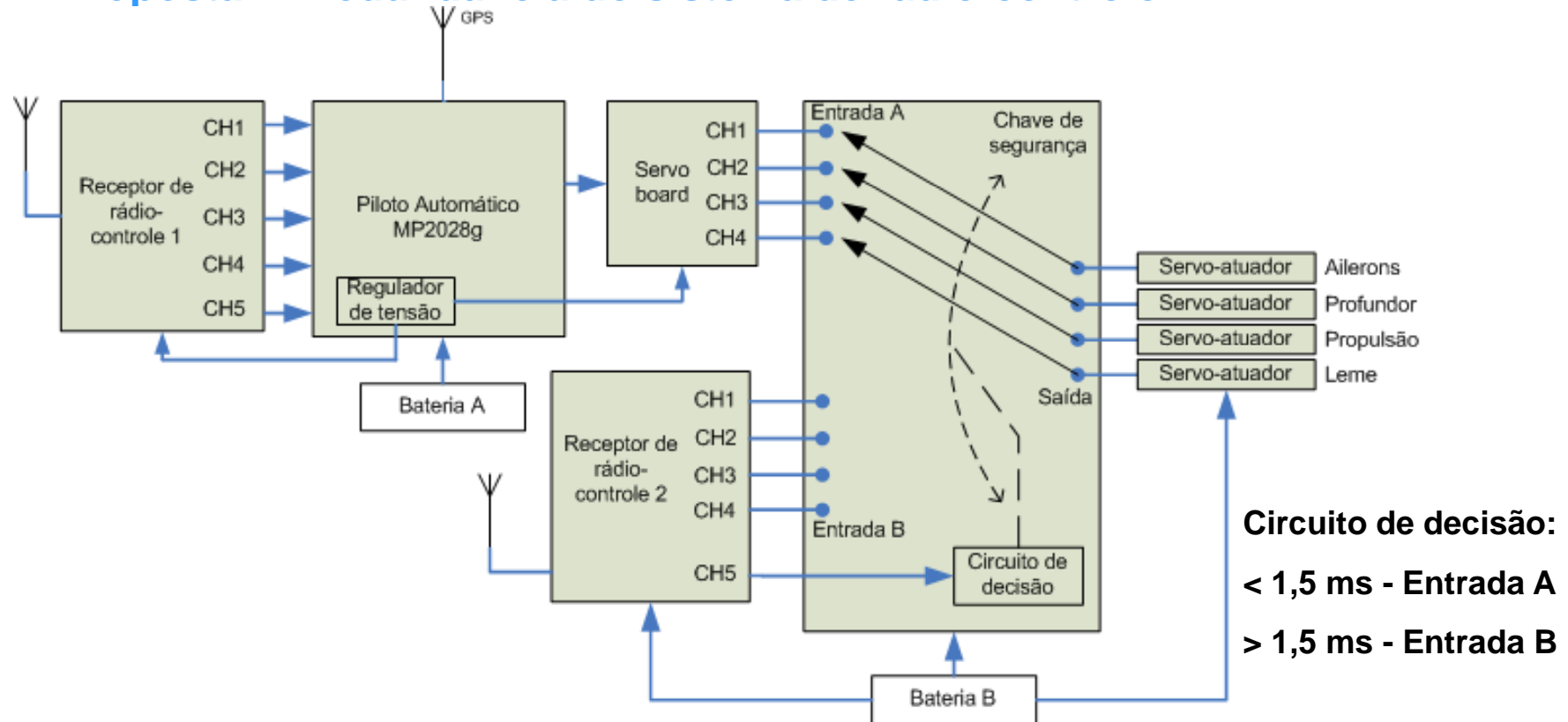
Predição de confiabilidade dos subsistemas envolvidos



Subsistemas com menor confiabilidade: servo-atuador e piloto automático



Proposta 1: Redundância do sistema de rádio-controle

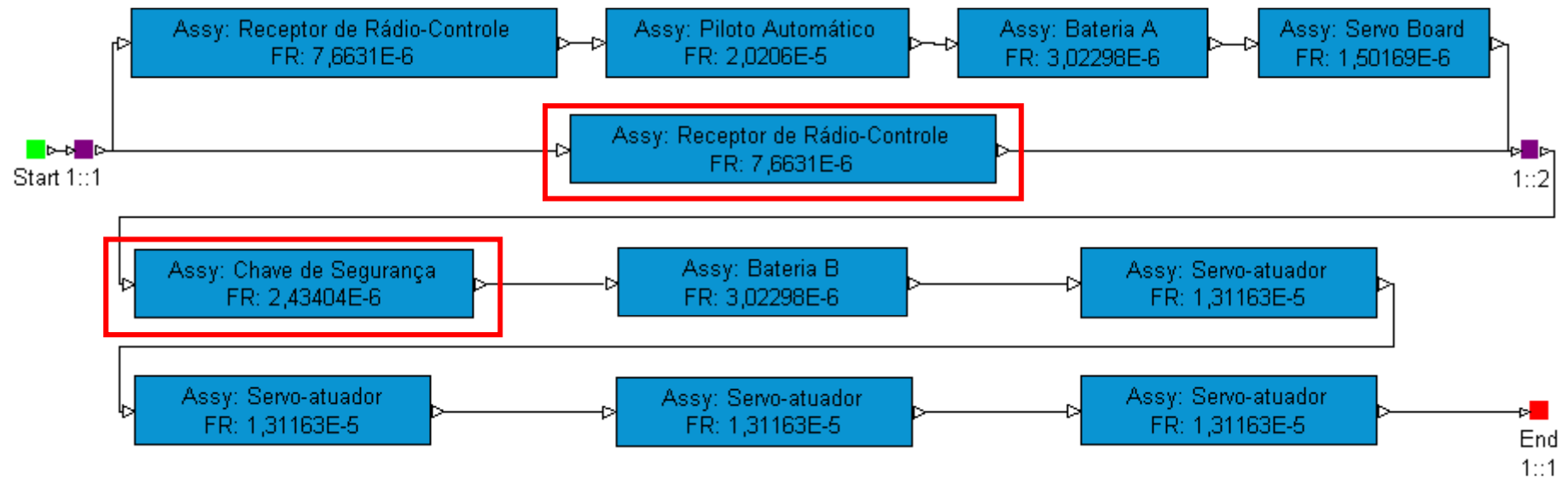


Rádio-controle 2 pode controlar diretamente os servo-atuadores independente do piloto automático.

Predição da taxa de falha da Chave de Segurança: 2,43 falhas/10⁶ horas.



Proposta 1: Redundância do sistema de rádio-contro

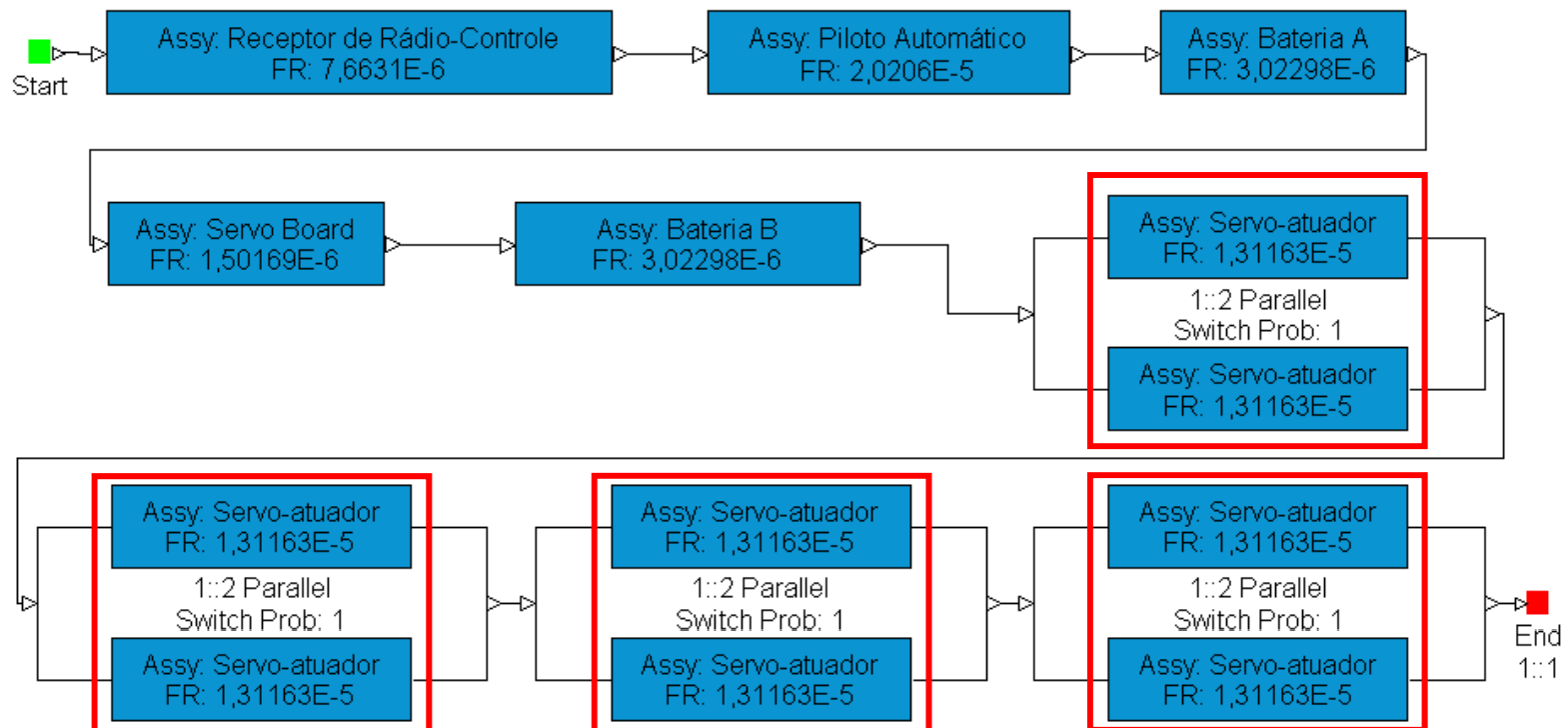


Taxa de falha do sistema: 57,92 falhas/10⁶ horas

MTTF: 16.113 horas



Proposta 2: Redundância de servo-atuadores

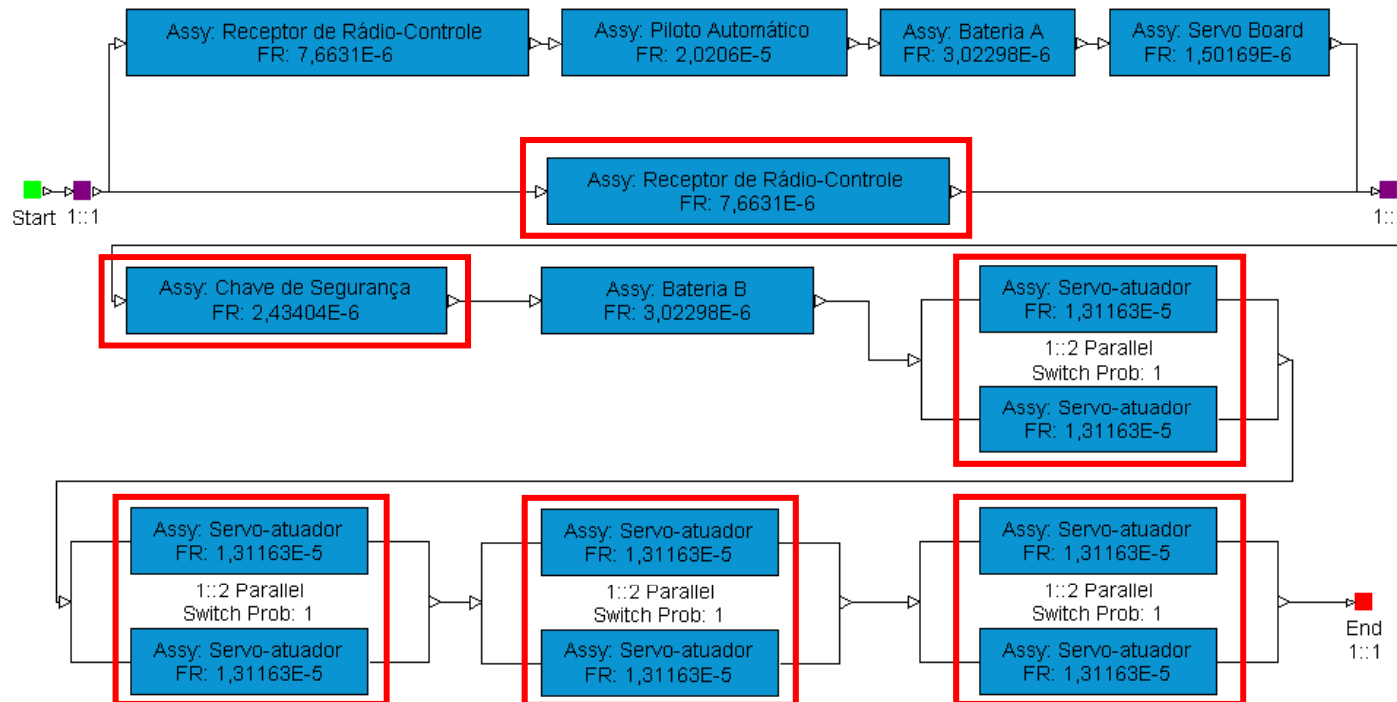


Taxa de falha do sistema: 35,42 falhas/ 10^6 horas

MTTF: 19.788 horas



Proposta 3: Redundância do sistema de rádio-controle e dos servo-atuadores



Taxa de falha do sistema: 5,48 falhas/ 10^6 horas

MTTF: 33.111 horas



Síntese dos resultados obtidos

Propostas		<i>MTTF</i> (horas)	Confiabilidade do sistema em $t = 1000$ horas
Proposta 0	Arquitetura original	11.379	0,915869
Proposta 1	Redundância do sistema de rádio-controle	16.113	0,943494
Proposta 2	Redundância de servo-atuadores	19.788	0,964548
Proposta 3	Redundância do sistema de rádio-controle e dos servo-atuadores	33.111	0,993641



Acionamento da Redundância





Meta 3 – Sistema de Apontamento e Imageamento Embarcado

AERONAVE DELTA II

Prova de Conceito da Missão



Aeronave Delta II

- Adquirida uma plataforma aérea com capacidade de carga útil de 10 kg.
- A aeronave será equipada com a aviônica parcialmente testada.
- Será utilizado um sistema de comunicação de dados de alcance 10 vezes maior do que aquele utilizado na aeronave Delta I.
- Será instalado um sistema de imageamento com gimbal e sistema de transmissão de vídeo de longa distância.
- O objetivo será validar a solução de imageamento escolhida.



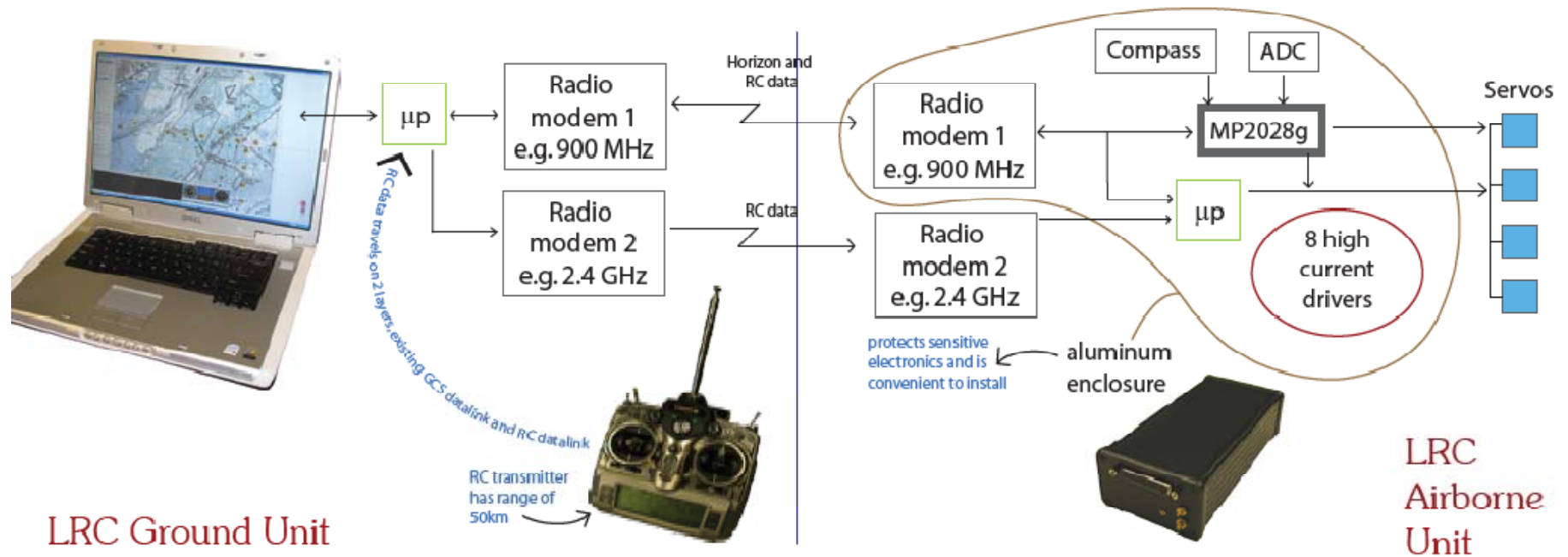
Aeronave Delta II - Características

- Envergadura: 2,75 m
- Comprimento: 2,15 m
- Peso: 9,5 kg
- Motor: 50cc gasolina
- Maior área para instalação dos equipamentos
- Maior capacidade para transportar carga útil (câmeras e *gimbals*)
- Maior autonomia de vôo
- Possibilidade de instalação de um gerador de energia acoplado ao motor





Sistema de Guiamento e Controle Redundante





Aeronave Delta II – Gimbal





Meta 4 – Plataforma Aérea de Asas Rotativas

AERONAVE GAMA

Prova de Conceito da Missão



Aeronave Gama

- Foi adquirida uma plataforma aérea de asa rotativa com aviônica de guiamento e controle para testes em campo.
- O objetivo será validar a solução de asa rotativa para aplicações específicas de inspeção detalhada de elementos de linhas de transmissão.
- Esta solução deverá ter funcionalidade complementar com relação à solução que usa plataforma de asa fixa.



Obrigado